

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(1), 41-51(2018)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.1.41

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

로터 후류와 외풍에 따른 무유도 로켓 궤적 변화 해석

김형석*, 채상현**, 이관중***

Unguided Rocket Trajectory Analysis
under Rotor Wake and External Wind

Hyeongseok Kim*, Sanghyun Chae** and Kwanjung Yee***

Seoul National University*,***, KARI(Korea Aerospace Research Institute)**

ABSTRACT

Downwash from helicopter rotor blades and external winds from various maneuvering make an unguided rocket change its trajectory and range. For the prediction of the trajectory and range, it is essential to consider the downwash effect. In this study, an algorithm was developed to calculate 6-Degree-Of-Freedom(6 DOF) forces and moments exerting on the rocket, and total flight trajectory of a 2.75-inch unguided rocket in a helicopter downwash flow field. Using Actuator Disk Model(ADM) analysis result, the algorithm could analyze the entire trajectory in various initial launch condition such as launch angle, launch velocity, and external wind. The algorithm that considered the interference between a fuselage and external winds could predict the trajectory change more precisely than inflow model analysis. Using the developed algorithm, the attitude and trajectory change mechanism by the downwash effect were investigated analyzing the effective angle of attack change and characteristics of pitching stability of the unguided rocket. Also, the trajectory and range changes were analyzed by considering the downwash effect with external winds. As a result, it was concluded that the key factors of the rocket range change were downwash area and magnitude which effect on the rocket, and the secondary factors were the dynamic pressure of the rocket and the interference between a fuselage and external winds. In tailwind case which was much influential on the range characteristics than other wind cases, the range of the rocket rose as increasing the tailwind velocity. However, there was a limit that the range of the rocket did not increase more than the specific tailwind velocity.

초 록

무장 헬리콥터에서 발사되는 무유도 로켓은 로터 블레이드에 의한 내리흐름과 전후좌우 기동으로 인한 외풍에 의해 전체 궤적 및 사거리가 변화하므로, 내리흐름 효과를 고려하여 무유도 로켓의 궤적을 예측하는 것이 중요하다. 내리흐름 효과를 고려한 무유도 로켓의 궤적 및 사거리를 예측하기 위해, 본 연구에서 여러 외풍 조건에 따른 후류 영역을 Actuator Disk Model(ADM)로 계산하고 6 자유도 (6 DOF) 운동 해석으로 무유도 로켓의 자세 및 전체 비행 궤적을 예측할 수 있는 알고리즘을 개발하였다. 개발된 알고리즘은 ADM 해석 결과를 6 자유도에 반영하여 다양한 초기 발사조건에서 무유도 로켓의 전체 궤적을 예측할

† Received : June 28, 2017 Revised : October 25, 2017 Accepted : December 18, 2017

* Corresponding author, E-mail : khs931113@snu.ac.kr

수 있고, 기존 Inflow model을 이용한 내리흐름 해석과는 다르게 동체와의 간섭효과를 고려하여 비교적 정확한 내리흐름 및 다양한 외풍 환경 조건으로 궤적을 예측 할 수 있다. 개발된 알고리즘을 이용하여, 내리흐름 효과에 의한 무유도 로켓의 자세 및 궤적 변화 메커니즘을 유효 받음각 변화와 기수 자세 안정성으로 규명하였다. 그리고 외풍으로 인해 변화하는 내리흐름 효과를 고려하여 무유도 로켓의 궤적변화와 사거리를 계산한 결과, 후방 외풍 시 최대 13% 사거리 증가를 보였다. 사거리 증가의 주요 요인으로 내리흐름 영역과 강도, 부차적 요인으로 외풍과 동체와의 간섭효과, 동압의 크기인 것을 밝혔다. 또한 사거리 변화량이 가장 큰 후방 외풍에서, 후방 외풍의 풍속이 증가함에 따라 로켓의 사거리가 증가하였다. 하지만 특정 후방 외풍 크기 이상에서 더 이상 로켓 사거리가 증가하지 않는 한계를 보였다.

Key Words : Unguided Rocket(무유도 로켓), Trajectory Prediction(궤적 예측), Actuator Disk Model(액츄에이터 디스크 모델), Downwash(내리흐름), 6 DOF Modeling(6 자유도 모델링), External Wind(외풍)

1. 서 론

목표물을 정확하게 타격하는 것은 공격 임무를 수행하는 항공기의 핵심 능력이며 이를 위해 무장 발사체의 궤적을 예측하는 것이 필수적이다. 로켓은 공격 범위가 넓고 파괴력이 커서 널리 이용되는 무기체계이며, 이에 따라 로켓의 궤적 예측과 관련된 다양한 연구가 진행되어왔다[1-4].

수직 이착륙, 제자리 비행 및 전후좌우로의 기동 능력을 가진 무장 헬리콥터는 지상전과 조합한 형태의 전술에서 무유도 로켓이 주로 사용된다. 고정익과는 다르게 헬리콥터에서 발사되는 무유도 로켓의 경우, 비행 시 로터에 의해 발생하는 내리흐름이 초기 무유도 로켓의 자세를 변화시킨다. 이와 같은 내리흐름 효과는 무유도 로켓의 전체 사거리를 변화시키므로 내리흐름 효과를 고려하여 궤적을 예측하는 것이 필수적이다(Fig. 1). 또한 전후좌우로의 기동 중 무유도 로켓을 발사 할 경우, 후류 영역의 변화로 내리흐름 효과가 변화하여 이를 고려할 수 있는 궤적을 예측하는 것이 중요하다. 이는 초기 발사 조건 중 외풍의 작용으로 모사하여 궤적을 예측할 수 있다.

내리흐름 효과를 고려한 무유도 로켓의 궤적해석 연구는 직접적인 목표물 타격 실험의 제약으로 인해

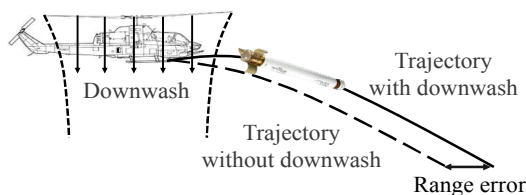


Fig. 1. Downwash Effect on Rocket Trajectory

주로 CFD, 또는 풍동실험으로 구축된 로켓의 공기력 계수를 이용하여 궤적을 해석하는 연구가 진행되어왔다. 수치해석을 이용한 연구들 중 내리흐름 효과를 계산하기위해 Inflow Model부터 Full CFD까지 여러 방법들이 제시되어왔고 궤적을 계산하기위해 주로 6 자유도(6 DOF) 운동을 해석하였다.

이희동 등[1]은 비정렬 중첩격자기법과 헬리콥터 전기체 형상을 해석한 Full CFD 및 6 자유도 운동 기법으로 헬리콥터에서 발사되는 유도 무기의 초기 발사 거동을 예측하였다. 이는 후류 영역 내 발사체 표면의 압력 분포를 계산하여 후류 효과로 인한 발사체의 기수 올림(Pitch up) 자세 변화를 예측하였다. 그러나 특정 초기 발사 조건(발사 방향, 각도, 위치 등)에 대한 초기 자세 변화만 예측하였고 많은 계산 자원과 시간이 소요되는 Full CFD 해석이므로 전체 궤적을 예측하는데 한계가 있다. Wei 등[2]은 SH-2G 헬리콥터에서 발사되는 Penguin Missile의 무장 분리 특성을 해석하기 위해 Panel Method와 Vortex Wake Model을 이용하여 동체와의 간섭현상과 궤적을 분석하였다. 그러나 간섭계수를 이용하여 상세한 내리흐름 효과의 영향을 파악하기에는 어려움이 있고 전체 발사 궤적을 계산하지 못한 한계점이 있다. 발사체의 궤적 변화를 예측하기 위해 공호준 등[3]은 Actuator Disk Model을 이용하여 내리흐름을 계산하고 Sierra탄과 Hydra70 로켓의 궤적을 해석하여 기총 탄자보다 비교적 표면적이 넓은 무유도 로켓이 후류 효과의 영향이 크다는 것을 밝혔다. 그러나 내리흐름에 의한 사거리 변화 결과만 제시하여 상세한 내리흐름 영향을 확인하기 어렵고, 제자리 비행 시 내리흐름 효과에 의한 사거리 감소 결과는 Ozge, K. 등[4]의 결과와 상이하여 물리적 규명이 필요하다.

Ozge, K. 등[4]은 Dynamic Inflow Model을 이용하여 제자리 비행 시 무유도 로켓의 사거리가 증가된 궤적해석을 보였고 여러 기동 자세에 따른 무유도 로켓과 헬리콥터의 충돌 안정성을 제시하였다. 그러나 동체와의 간섭효과를 고려하지 못한 한계점이 있고 여러 기동 자세에 의한 무유도 로켓의 전체 궤적을 예측하지 않았다.

선행 연구사례 모두 다양한 정확도와 소요시간이 요구되는 방법으로 내리흐름 효과를 고려하여 무유도 로켓의 자세 및 궤적해석을 진행하였다. 그러나 특정 초기 조건(발사 각도, 위치, 방향, 외풍 등)에 따른 무유도 로켓의 초기 자세의 변화만 고려하거나 전체 사거리를 계산하지만 동체와의 간섭효과가 고려된 내리흐름 효과를 반영하지 못하였다. 이는 제자리 비행과 외풍이 없는 경우의 궤적만 예측할 수 있는 한계점이 있고 전후좌우로의 기동 시 변화하는 후류영역을 고려하지 못한다. 또한, 내리흐름 효과로 인한 무유도 로켓의 자세 및 궤적 변화 현상에 대해 물리적, 정량적인 규명이 필요하다.

본 연구에서 외풍과 내리흐름 효과를 반영한 무유도 로켓의 궤적을 분석하기 위해, 3단계의 연구를 수행하였다.

1) 여러 외풍 조건에 따른 후류 영역을 CFD로 직접 계산하고, 이를 이용하여 여러 초기 발사조건, 외풍조건에 따른 무유도 로켓의 자세 및 전체 비행 궤적을 해석할 수 있는 알고리즘을 개발하였다.

2) 개발된 궤적해석 알고리즘을 이용하여, 내리흐름 효과에 의한 무유도 로켓의 자세 및 궤적 변화 특성을 유효 받음각의 변화와 무유도 로켓의 안정성으로 규명하였다.

3) 외풍으로 인해 변화하는 내리흐름 효과를 고려하여, 무유도 로켓의 궤적 변화와 사거리 및 횡 방향 사거리 변화를 분석하였다.

II. 본 론

2.1 궤적해석 알고리즘

2.1.1 알고리즘 순서도와 구성

내리흐름 효과를 고려한 궤적해석 알고리즘은 로터 내리흐름 해석(Rotor Downwash Analysis), 궤적 계산 격자(Trajectory Calculation Grid), 궤적해석(Trajectory Analysis) 총 3가지로 구성된다. 내리흐름 해석에서 특정 헬리콥터의 제원과 외풍 조건에 따른 CFD 해석 이후, 궤적 계산 격자에 속도 벡터를 보간하여 데이터베이스 형태로

구축한다. 궤적 계산 격자는 로켓의 초기 위치와 내리흐름 영역을 충분히 포함할 수 있는 크기이며, 격자점마다 해당 위치에서의 3차원 속도 벡터 정보를 가진다.

내리흐름 효과가 반영된 궤적해석 알고리즘의 순서는 다음과 같다(Fig. 2).

- (1) 발사 초기 조건, 외풍 조건 설정 및 발사체 제원 입력
- (2) 계산된 현재 발사체 위치 기준으로 주변의 궤적 계산 격자로부터 내리흐름 속도 벡터를 보간하여 유효 받음각과 마하수 계산
- (3) 추력, 중력, 공기력을 고려한 6분력 계산
- (4) 4th Runge-Kutta 시간 적분으로 발사체 위치 계산
- (5) 지면에 도달할 때까지 발사체 위치 최신화와 같은 방법을 이용하면 미리 구축해둔 속도 벡터를 궤적해석에 반영하여, 궤적해석 시 오로지 6 자유도 궤적해석 시간만 소요된다. 이는 CFD 해석으로 동체와의 간섭효과까지 고려된 내리흐름 효과를 반영할 수 있고, 무유도 로켓의 다양한 초기 발사 조건 및 외풍 조건에 대한 궤적을 해석할 수 있으며, 전체 비행 궤적을 빠르게 해석할 수 있다는 장점이 있다.

2.1.2 Rotor Downwash Analysis

본 연구에서 로터 블레이드의 상세한 공력 성능 대신, 유도되는 내리흐름을 효율적으로 계산할 수 있는 Actuator Disk Model(ADM)을 이용하여 소형 무장헬리콥터 로터의 내리흐름을 해석하였다. ADM을 이용한 로터 내리흐름 해석은 기존 CFD 해석과 비교하여 별도의 블레이드 격

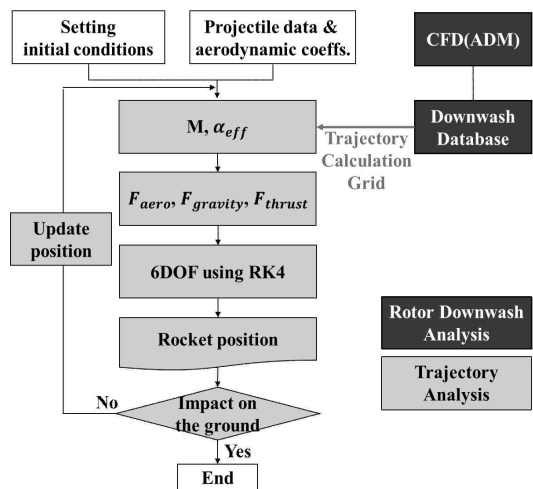


Fig. 2. Algorithm Flowchart

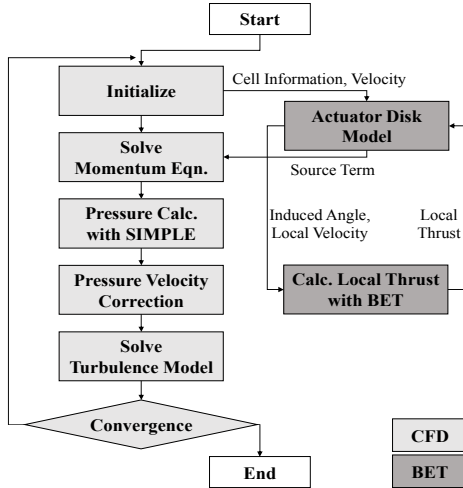


Fig. 3. ADM Rotor Analysis Solver[5]

자계가 필요하지 않으므로, 격자를 생성하는 시간 및 계산 소요시간이 절약되어 계산 자원을 절감할 수 있다. 이는 한정된 시간과 계산 하드웨어 자원에서 다양한 외풍 조건에 따른 내리흐름 유동장을 효율적으로 구할 수 있으므로 적합한 공력해석 방법이다.

ADM은 Blade Element Theory(BET)와 CFD 해석을 결합하는 Actuator Model에서 CFD 해석 격자 내 주 로터 위치에 가상 블레이드 디스크면을 이용하는 방법이다. 디스크면 위아래의 압력 차이를 CFD 운동량 보존식의 소스항으로 부여하고 회전각에 따라 평균화된 로터효과를 CFD에 전달하며 3차원 유동에 의한 유도 속도를 유효 받음각 계산에 반영하는 방법이다(Fig. 3).

본 연구에서는 로터 해석자로서 김태우 등[5]의 SIMPLE(Semi-Implicit Method for Pressure-Linked Equations) Solver를 결합한 ADM을 이용하였다. SIMPLE Solver는 식 (1)과 같은 운동량 방정식에 BET로 얻어진 부분추력값을 이용하여 식 (2)와 같은 압력 소스항 \vec{s} 를 추가하고 로터 디스크에 해당하는 계산 체적에 더하여 로터 효과를 고려하였다.

$$\frac{\partial \vec{U}}{\partial t} + \nabla \cdot (\vec{U}\vec{U}) - \nabla \cdot (\nu \nabla \vec{U}) = \vec{s} - \nabla p \quad (1)$$

$$\vec{s} = \frac{dT}{(\rho dV)} \quad (2)$$

로터 해석재[5]의 검증으로 제자리 비행을 Caradonna의 연구 결과[6]와 비교하였으며 전진 비행 검증에서는 Elliot의 실험 결과[7]와 검증하였고 본 연구에서 동일한 해석 코드를 이용하였다.

소형 무장 헬리콥터(Fig. 4)의 동체 표면, 로터 디

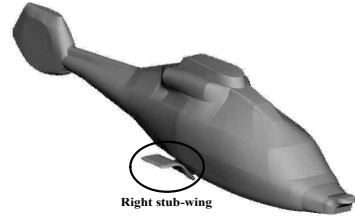


Fig. 4. Light Armed Helicopter Fuselage

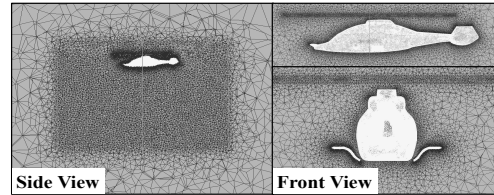


Fig. 5. Internal Mesh

스크면, 내부 유동장 영역(Fig. 5)을 약 557만개의 비정렬 격자로 생성하였다. 반경이 R인 로터의 중심 기준으로 Top, Bottom, Side는 각각 10R, 30R, 20R 길이의 Far Field로 격자를 생성하였다. 경계 조건으로 동체와 Stub-wing 표면은 No-slip Condition, 외풍 방향에 따라 유입류(inlet)는 외풍 속도, 유출류(outlet)는 대기압 조건으로 해석하였고 난류 모델은 Spalart-Allmaras를 이용하였다.

제자리비행 해석 조건은 Table 1과 같고 소형 무장 헬리콥터 로터에서 NACA0012 익형과 직사각형 로터 형태의 대략적인 형상 정보로 해석하였다. 제자리비행 시 외풍이 발생할 경우 반시계방향으로 회전하는 로터로 인해 Rolling과 Pitching moment가 발생한다. 따라서 Rolling, Pitching moment 계수를 10⁻⁵ 수렴 기준으로 Trim 해석을 수행하여 모든 외풍 케이스에서 Trim 해석이 반영된 내리흐름 유동이 발생하였다. 모든 외풍 조건에서 식 (3)과 같이 목표 추력계수와 오차율(ϵ)이 0.5% 이하와 로터 10바퀴 회전시간 이상의 수렴 조건으로 계산하였다. 계산된 추력계수

Table 1. Hovering Condition

RPM	340
Number of Blades	5
Blade Planform	Rectangular
Radius (m)	6.3
Root Cutout (m)	1
Solidity	0.097
Chord Length (m)	0.39
Blade Twist (°/m)	-1.5
Airfoil	NACA 0012
C_T	0.0058

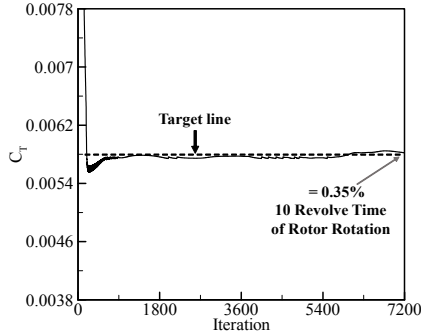


Fig. 6. C_T History

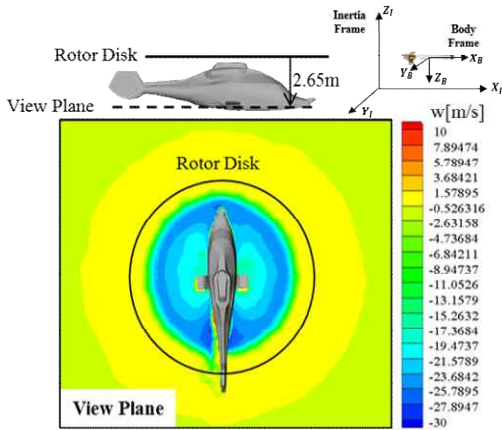


Fig. 7. Downwash Velocity

$C_{T,cal}$ 는 약 0.00582로 내리흐름 유동장 계산을 종료하였다(Fig. 6).

$$\epsilon = \frac{|C_{T,cal} - C_{T,target}|}{C_{T,target}} \quad (3)$$

외풍이 없는 제자리 비행을 ADM으로 해석하였다. 그 결과를 Fig. 7과 같이 무유도 로켓이 장착되는 위치인 Stub-wing 아랫면기준, View plane (로터면 기준 2.65 m 아래)에서의 내리흐름 속력으로 분석하였다. 로터 중심에서 반지름 방향으로 내리흐름이 점점 증가하여 약 평균 22 m/s의 속력의 내리흐름 유동장이 해석된 것을 확인하였다.

2.1.3 Trajectory Analysis

발사체의 오일러 각(Euler angles)을 이용하여 관성 좌표계와 동체 좌표계의 좌표변환을 통한 6 자유도 운동으로 무유도 로켓의 궤적을 해석하였다.

무유도 로켓의 추력, 공기력, 중력이 무게 중심점에 작용하는 6 자유도 운동 방정식을 이용해 로켓의 궤적을 해석하였다. 개발된 궤적해석 알고리즘을 검증하기 위해 Hydra70 로켓의 추력, 공기력

특성 및 물성치 실험 데이터[8]을 이용하였다.

로켓의 운동 방정식[9]은 발사체의 축력 F_x , 횡력 F_y , 수직력 F_z , 롤링모멘트 L , 피칭모멘트 M , 요잉모멘트 N 를 해석하였고, (x,y,z)방향 속도 (u, v, w), 각속도(p, q, r)의 관계식은 Fig. 7의 좌표계 기준으로 식 (4)와 같다.

$$F_x = m(\dot{u} + qw - rv)$$

$$F_y = m(\dot{v} + ru - pw)$$

$$F_z = m(\dot{w} + pv - qu)$$

$$L = I_x \dot{p} - I_{xz} \dot{r} + qr(I_z - I_y) - I_{xz} pq \quad (4)$$

$$M = I_y \dot{q} + rp(I_x - I_z) + I_{xz}(p^2 - r^2)$$

$$N = I_z \dot{r} - I_{xz} \dot{p} + pq(I_y - I_x) + I_{xz} qr$$

공기력 F_{aero} 은 공기력 계수를 이용하여 식 (5)와 같이 계산하였다.

$$F_{x,aero} = \frac{1}{2} \rho V^2 A_{ref} (-C_X)$$

$$F_{y,aero} = \frac{1}{2} \rho V^2 A_{ref} (-C_{Y\beta} \beta)$$

$$F_{z,aero} = \frac{1}{2} \rho V^2 A_{ref} (-C_{N\alpha} \alpha)$$

$$L_{aero} = \frac{1}{2} \rho V^2 A_{ref} l_{ref} (C_l + \frac{C_{lp} p l_{ref}}{2V}) \quad (5)$$

$$M_{aero} = \frac{1}{2} \rho V^2 A_{ref} l_{ref} (C_{m\alpha} \alpha + \frac{C_{mq} q l_{ref}}{2V})$$

$$N_{aero} = \frac{1}{2} \rho V^2 A_{ref} l_{ref} (C_{n\beta} \beta + \frac{C_{nr} r l_{ref}}{2V})$$

축대칭 물체 가정[10]을 통하여 운동방정식을 식 (6)과 같은 6개의 1차 상미분 방정식을 유도하고 4th Runge-Kutta method로 시간 적분을 하여 무유도 로켓의 속도, 자세 및 궤적을 계산하였다.

$$\dot{u} = \frac{(F_{propulsion} + F_{x,aero})}{m} - g \sin \theta + rv - qw$$

$$\dot{v} = \frac{F_{y,aero}}{m} + g \cos \theta \sin \phi + pw - ru$$

$$\dot{w} = \frac{F_{z,aero}}{m} + g \cos \theta \cos \phi + qu - pv$$

$$\dot{p} = \frac{1}{I_{xx}} L_{aero} + (I_{yy} - I_{zz}) qr \quad (6)$$

$$\dot{q} = \frac{1}{I_{yy}} M_{aero} + (I_{zz} - I_{xx}) pr$$

$$\dot{r} = \frac{1}{I_{zz}} N_{aero} + (I_{xx} - I_{yy}) pq$$

2.2 궤적해석 결과 검증

2.2.1 내리흐름 효과가 없을 경우

개발된 궤적해석 알고리즘의 내리흐름이 없는 경우, 6 자유도 운동 해석을 검증하기 위해서 공효준 등[3]의 결과인 상공 50 m에서 수평으로 발사한 Hydra70 로켓의 자유류 궤적 데이터와 같은 조건으로 궤적을 해석하였다. 궤적은 Fig. 8과 같이 잘 일치하였다.

2.2.2 내리흐름 효과가 있을 경우

로터 내리흐름 영역 내 로켓에 작용하는 내리흐름 효과로 인해 로켓에 기수 올림 현상 (Pitch up)이 발생한다[1-4]. 하지만 내리흐름이 로켓에 작용하여 기수 올림 현상이 발생하기까지 정량적인 분석이 필요하므로 본 연구에서 6 자유도와 무유도 로켓의 안정성을 근거로 기수 올림 현상을 제시하고 개발된 알고리즘을 이용하여 사거리 별 로켓의 기수(Pitch)자세를 분석하였다.

6 자유도의 기수 각 가속도항(식 5, 6)에서 기수 각 가속도는 받음각 변화, 피칭모멘트가 발생하는 경우와 롤링(Rolling), 요잉(Yawing)이 동시에 발생하는 경우 변화한다. 초기 발사 시 요잉과 피칭(Pitching) 운동이 없으므로 로켓의 기수 각 가속도는 주로 받음각 변화에 의해 결정된다. 무유도 로켓의 받음각 변화로 인해 안정된 자세를 유지하려는 특성은 피칭모멘트 계수($C_{m\dot{\alpha}}$)가 마하수에 따라 항상 음수인 것으로 반영되고 이는 풍동 실험 데이터[8]를 통해 알 수 있다.

그러나 수평 발사 초기, 로켓은 Fig. 9와 같이 충분히 가속되기 전 내리흐름에 의해 음의 유효 받음각이 형성되므로 자세를 회복하려는 양의

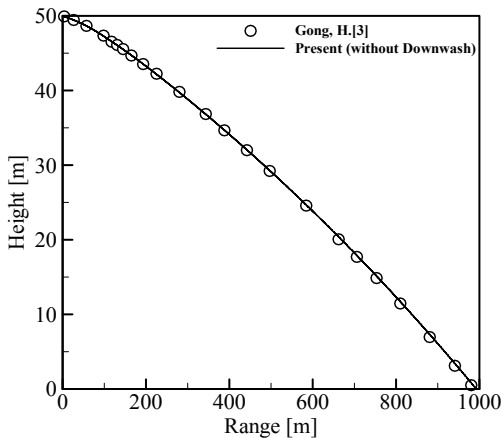


Fig. 8. Trajectory Validation without Downwash

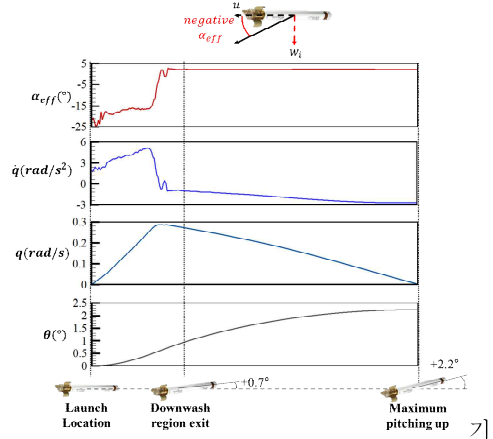


Fig. 9. Pitching Motion History

수 각 가속도가 형성된다. 따라서 로켓은 기수 각속도가 증가하여 발사 초기, 기수 올림(Pitch up)현상이 발생하고 증가된 기수 각속도에 상응하는 기수 Damping이 작용하여 안정된 자세를 유지하며 비행한다.

기수가 들리는 물리적 현상은 2.75인치 Hydra70 Rocket의 공기력 계수, 로켓 추력 실험 데이터[8]를 이용하여 정량적으로 검토되었다. Fig. 9 같이 내리흐름 영역 내, 내리흐름 영역 탈출 직후, 최대 기수 들림 각도(Maximum Pitch up angle)를 가질 때와 같은 총 3가지의 영역에서 기수 운동을 분석하였다.

내리흐름 영역 내 로켓은 평균 -16° 의 유효 받음각으로 인해 양의 기수 각 가속도(\dot{q})가 형성되고 기수 각속도(q)가 증가하여 기수 각(θ)이 점점 증가하였다. 로켓은 내리흐름 영역 탈출직후, 중력으로 인한 아래방향 속력으로 인해 양의 유효 받음각과 음의 기수 각 가속도가 형성되었다. 그러나 기수 가속도는 여전히 양수이며 기수 각은 지속적으로 증가되지만, 계속되는 음의 기수 각 가속도로 인해 약 2.2° 의 최대 기수 업 각도 이후 기수 각도가 감소되었다. 결국, 무유도 로켓은 내리흐름 효과로 인해 증가된 기수 각도에서 추력이 발생하여 사거리가 증가하였다.

2.2.3 내리흐름 효과가 반영된 궤적 검증

알고리즘의 내리흐름 효과가 반영된 전체 궤적해석을 검증하기 위해, 실제 발사 실험 데이터 확보의 한계로 선행 연구사례 중 내리흐름 효과를 반영한 무유도 로켓의 궤적해석 결과(Ozge, K.[4])와 비교 검증하였다. Ozge, K.[4]의 계산에 사용된 공기력계수를 제시하지 않아, 본 연구에서는 2.75인치 Hydra70 Rocket의 공기력 계수, 로켓 추력 실험 데이터[8]를 이용하여 동일한 직

경의 무유도 로켓을 해석하였다.

동일한 초기 조건(상공 305 m, 초기 2도 발사 각)으로 궤적을 해석한 결과, Fig. 10에서 내리흐름이 없을 때 궤적이 거의 일치하므로, 참고문헌[8]의 공기력 계수를 이용한 궤적과 Ozge, K[4]의 궤적을 비교하는 것이 타당하다고 판단하였다. 그리고 같은 내리흐름 효과를 적용하기 위해 Peters-He의 6state dynamic inflow 모델[4]을 적용하였을 때 사거리 차이는 약 2.7%를 보였고, 이는 마하수에 따른 피칭모멘트 공기력 계수의 차이 및 6 자유도 시간 적분 방법이 상이하여 차이가 발생한 것으로 예측되고 수용할만한 결과라 판단하였다.

2.3 외풍 별 궤적 해석

2.3.1 외풍 별 궤적 해석 조건 및 ADM 결과

외풍이 없는 경우, 내리흐름 효과로 인해 무유도 로켓의 사거리는 제자리 비행에서 약 12%의 증가량(Fig. 10)을 보였다. 그러나 제자리 비행 이외의 진후좌우로의 기동, 혹은 외풍이 작용할 때 후류 영역이 변화하여 내리흐름 효과가 달라진다. 달라진 내리흐름 효과로 외풍 별 다른 사거리가 형성되므로 더 높은 조준 정확성을 위해서 외풍의 영향을 고려해야한다. 이를 예측하기 위해 외풍과 동체와의 간섭효과 까지 고려해야하므로 ADM을 이용하여 외풍 조건 별 내리흐름을 계산하였다(Fig.

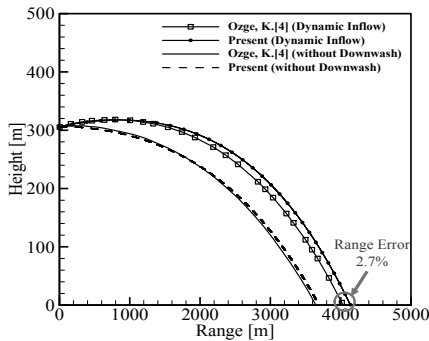


Fig. 10. Trajectory Validation with Downwash effect

11). 외풍의 속력은 대한민국 기상청의 연 평균 풍속(1~4 m/s) 및 최대 풍속(10~20 m/s) 데이터를 고려하여 10 m/s로 해석하였다.

4가지 외풍 조건마다 ADM 해석 결과를 Fig. 7과 같은 View plane에서의 내리흐름 속력으로 판단하였다(Fig. 11). 후방 외풍이 가장 넓은 내리흐름 영역을 보였고 오른쪽 Stub-wing 발사 기준, 좌측 외풍의 경우 동체와의 간섭 효과가 발생하는 것을 확인할 수 있고 이에 따라 동체 주변에 업워시(upwash)가 발생하였다. 전방 외풍과 우측 외풍은 외풍이 없는 경우 대비 비교적 작은 내리흐름 영역을 보였다.

외풍 별 ADM 해석 결과와 개발된 알고리즘을 이용하여 무장 헬리콥터의 무유도 로켓으로 사용되는 Hydra70 로켓의 궤적을 해석하였다. 이를 위해 풍동 실험 자료[8]의 마하수 별 공기력 계수 데이터를 이용하였다. 초기 발사 조건을 오른쪽 Stub-wing에서 상공 440 m, 수평 발사, 로켓 모터(MK66)의 Technical data[11]을 고려한 로켓의 초기 발사속력 45 m/s로 해석하였다.

궤적해석 결과를 Fig. 11의 x방향인 사거리(Range)와 y방향인 횡 방향 사거리(Side range)로 비교하였다.

2.3.2 궤적해석 결과 : 사거리

외풍 조건 별 로켓은 초기 기수 올림 각도가 클수록 긴 사거리가 형성되었고 그 특징을 내리흐름, 유효 받음각, 기수의 변화로 분석하였다.

외풍 조건 별 내리흐름 속력은 Fig. 12와 같고 외풍 케이스마다 내리흐름 속력이 0이 되는 곳까지의 거리가 대략적인 내리흐름 영역이라 판단할 수 있다. 후방, 좌측, 외풍이 없는 경우, 우측, 전방 외풍 순서로 넓은 내리흐름 영역이 형성되었으며 특히 후방 외풍의 경우 발사 이후 가장 넓은 영역으로 내리흐름이 작용하였다. 또한, 같은 외풍 크기임에도 무유도 로켓에 작용하는 내리흐름이 각각 다르게 작용하였다.

외풍 별 유효 받음각은 무유도 로켓의 전진속력 대비 내리흐름 속력이고 Fig. 13과 같다. 발사 초기 무유도 로켓이 충분히 가속되기 전, 내리흐

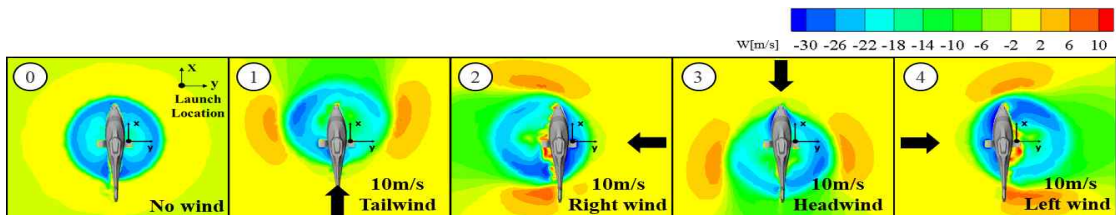


Fig. 11. Downwash Contour of Wind Cases

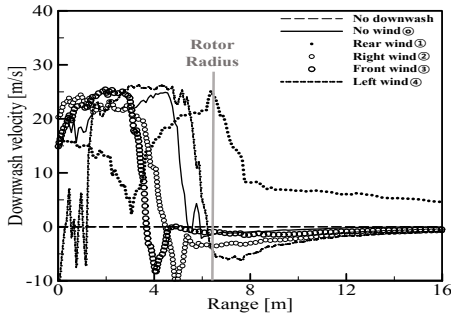


Fig. 12. Downwash Velocities of External Wind Cases

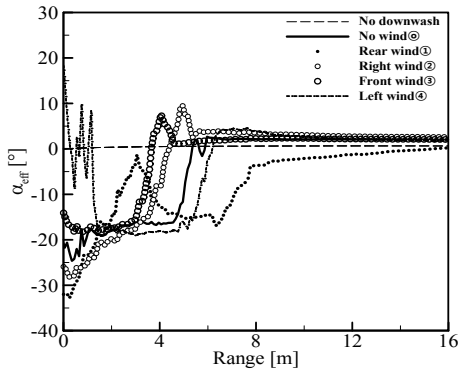


Fig. 13. Effective angles of attack of External Wind Cases

름 속력으로 인해 약 $-10 \sim -20^\circ$ 의 유효 받음각이 형성되었고 유효 받음각의 크기와 경향성은 외풍 방향마다 다르다는 것을 알 수 있다.

또한 좌측 외풍의 경우, 발사 초기 내리흐름 속도가 약 $-10 \sim -7$ m/s 범위에서 급격히 변화하는 것을 Fig. 12를 통해 알 수 있다. 이는 무유도 로켓이 오른쪽 Stub-wing에서 발사될 때, 좌측 방향 외풍과 동체와의 간섭효과로 인해 발생하였다. 무유도 로켓에 영향을 주는 내리흐름 영역이 넓을수록 사거리가 증가하지만, 좌측 외풍의 내리흐름 영역이 외풍이 없는 경우보다 넓음에도 불구하고 더 작은 사거리를 가졌다. 이는 동체 후류효과로 인해 발사 초기 내리흐름의 변동 (Fig. 12)이 발생하였기 때문이다. 따라서 내리흐름 유동장을 계산할 때, 동체와의 간섭효과를 고려하는 것이 필수적임을 알 수 있다.

사거리 별 기수 각도 그래프 (Fig. 14)에서 가장 큰 내리흐름 영역이 형성되는 후방 외풍의 경우, 기수 올림 각도가 가장 크고 사거리는 4,506 m로 가장 길었다 (Fig. 15).

외풍이 없는 경우 사거리는 4,343 m이고 내리흐름이 없는 경우 (No Downwash)와 비교하여 사거리

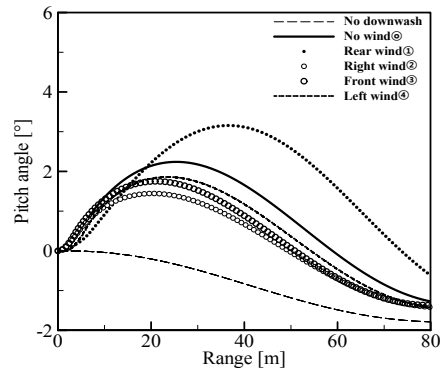


Fig. 14. Pitch Angles of External Winds Cases

가 342 m (8.6%) 증가하였다. 좌측 외풍의 경우 4,265 m, 전방 외풍의 경우 4,229 m, 우측 외풍의 경우 4,225 m의 사거리가 계산되었다. 좌측, 전방, 우측 외풍 작용시의 사거리는 외풍이 없는 경우보다 사거리가 감소하였지만, 감소량은 전체 사거리 대비 미미하였다. 이처럼 내리흐름 유무와 외풍에 의해 로켓의 사거리가 변화하므로, 로켓에 영향을 미치는 내리흐름의 영역과 크기는 궤적과 사거리 예측에 중요한 고려사항인 것을 확인할 수 있다.

좌측 외풍은 외풍이 없는 경우와 비교하여 더 넓은 내리흐름 영역이 형성되었지만, 발사 초기 동체와의 간섭효과가 발생하였다. 이는 내리흐름 영역이 더 크지만 더 낮은 사거리가 형성되므로 궤적해석 시 외풍을 고려한 동체와의 간섭효과도 전체 사거리에 영향을 미치는 것을 알 수 있었다.

우측 외풍이 전방 외풍보다 근소하게 내리흐름 영역이 넓었지만 사거리는 더 작았다. 이는 전방 외풍이 우측 외풍보다 더 큰 동압이 형성되어 더 큰 피칭 모멘트가 작용하기 때문이다. 그러나 동압은 사거리에 영향을 주는 요인 중 내리흐름 영역 및 크기와 동체와의 간섭 효과와 비교할 때 미미한 효과라 판단된다.

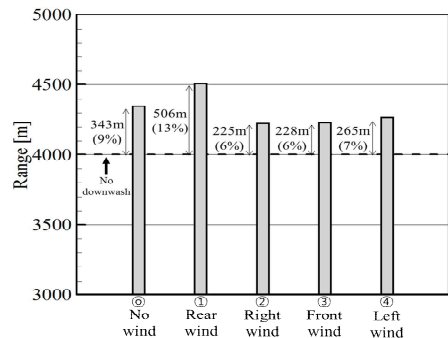


Fig. 15. Ranges of External Wind Cases

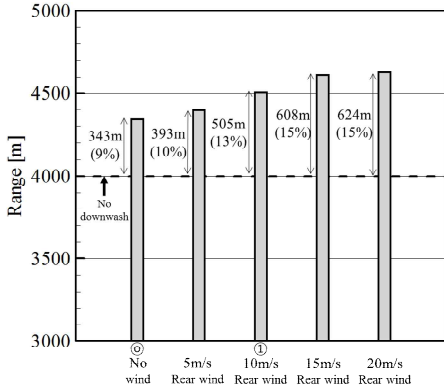


Fig. 16. Ranges of Tailwind Cases

2.3.3 궤적해석 결과 : 후방외풍 세기 별 사거리

4가지 외풍 방향 중 사거리 변화에 가장 영향이 큰 후방 외풍에 대해서 외풍 속력을 5, 10, 15, 20 m/s로 변화시키며 사거리 변화를 분석하였다. 사거리는 Fig. 16과 같이 후방 외풍의 속력이 15 m/s까지 증가함에 따라 증가하였지만, 15~20 m/s로 변화할 때 사거리 증가율이 1% 미만으로 거의 일정하였다.

후방 외풍의 속력이 0~15 m/s로 증가하는 경우 사거리 증가율이 점점 증가하는 이유는 후방 외풍의 속력이 증가할 수 록 로켓에 영향을 주는 내리흐름 영역이 증가하기 때문이다(Fig. 17). 증가된 내리흐름 영역에서 음의 유효 받음각 영역

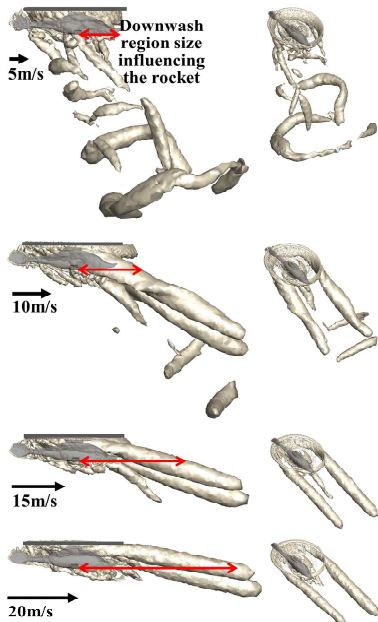


Fig. 17. Q-criterion(Q=35) according to Tailwind velocities

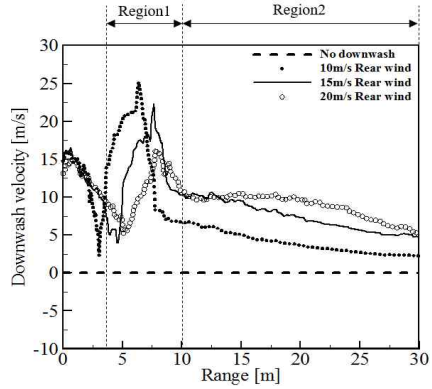


Fig. 18. Downwash Velocities of Tailwind Cases

이 증가하고, 최대 기수 들림 각도가 증가하여 사거리가 증가한다.

그러나 후방 외풍 15~20 m/s 속력에서 사거리 변화는 미미하다. 이는 로켓이 충분히 가속된 이후 내리흐름이 작용하기 때문이다.

로켓의 전진속력 u 와 내리흐름 속력 w 의 비율이 유효 받음각을 결정하는데, 로켓이 충분히 가속되었을 때의 내리흐름 속력은 유효 받음각에 작은 영향을 미치며 음의 유효 받음각으로 인한 최대 기수 올림 각도의 변화가 미미하기 때문에 사거리 증가율이 작다. 로켓에 작용하는 내리흐름이 유효 받음각에 상대적으로 크게 작용하는 영역이 Region1, 작게 작용하는 영역이 Region2일 때, Fig. 18에서 후방 외풍 속력(10, 15, 20 m/s) 간 내리흐름 차이는 Region1과 Region2 모두 뚜렷하게 발생한다. 그러나 Fig. 19에서 Region2의 15, 20 m/s 간 유효 받음각 차이는 미미하였고, 그 결과 최대 기수 올림 각도(Fig. 20) 차이도 작았으며 사거리 증가율이 1% 미만이었다.

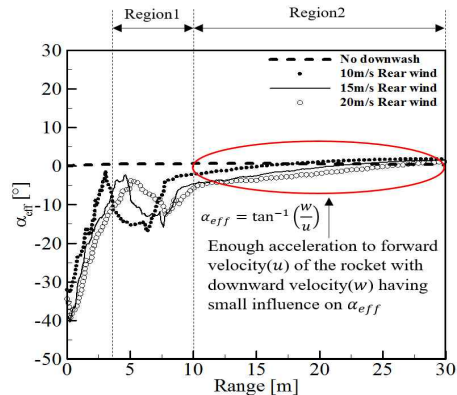


Fig. 19. Effective angles of attack of Tailwind Cases

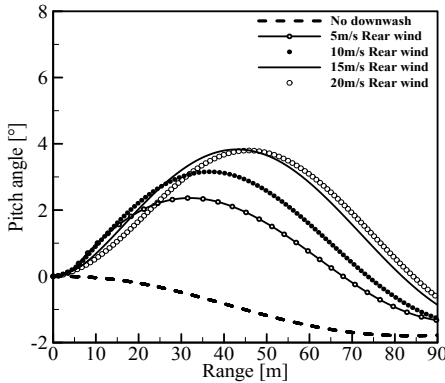


Fig. 20. Pitch angles of Tailwind Cases

2.3.4 궤적해석 결과 : 횡 방향 사거리

외풍이 불어오는 반대 방향으로 횡 방향 사거리가 형성되는 경향은 Andrzej Z.[12]의 내리흐름이 없고 10 m/s의 좌, 우측 외풍이 무유도 로켓에 작용하였을 때, 외풍이 불어오는 방향으로 사거리가 형성되는 경향과 일치하였고, 내리흐름 효과에 의한 횡 방향 사거리 변화는 미미하였다 (Fig. 21). 이는 횡 방향 사거리가 횡 방향(y축) 속력에 영향을 받지만 내리흐름의 속도 벡터 성분 중 전진방향 속도 대비 z축 방향 속력이 가장 크고 x, y방향 속력은 미미하기 때문이다.

III. 결 론

본 연구에서 외풍과 내리흐름 효과를 반영한 무유도 로켓의 궤적을 분석하였다. 1) 궤적 계산 알고리즘의 개발 및 검증, 2) 내리흐름 효과에 의한 무유도 로켓 자세와 궤적 변화 메커니즘 규명, 3) 외풍 별 내리흐름 효과 특성과 궤적 및 사거리 변화 특성 분석으로 총 3단계의 연구를 수행하였고 각 단계 별 결론은 다음과 같다.

1) 내리흐름을 고려한 무유도 로켓 궤적 예측 알고리즘을 개발하였다. 개발된 알고리즘은 내리흐름 효과를 CFD(ADM)해석으로 반영하였고 다양한 외풍 조건에서의 내리흐름 속도 벡터를 계산하였다. 속도 벡터를 데이터베이스 형태로 구축하여 무유도 로켓의 유효 받음각 변화로 내리흐름 효과를 적용하였다. 이러한 특징은 전기체 통합 CFD해석보다 다양한 초기 발사조건에서 무유도 로켓의 전체 궤적을 예측할 수 있다. 그리고 기존 Inflow model과는 다르게 동체와의 간섭효과를 고려하여 비교적 정확한 내리흐름 및 다양한 외풍

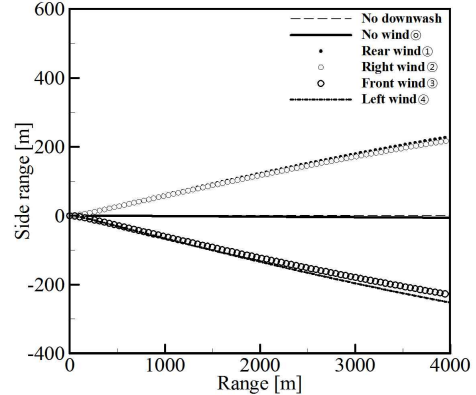


Fig. 21. Side Ranges of External Wind Cases

환경 조건으로 궤적을 예측할 수 있다.

2) 개발된 알고리즘을 이용하여 내리흐름 효과에 의한 로켓의 자세 변화를 유효 받음각과 무유도 로켓의 안정성에 근거하여 정량적으로 분석하였다. 무유도 로켓은 발사 초기 내리흐름 속도로 인해 음의 유효 받음각이 형성되었고, 무유도 로켓의 안정된 자세를 유지하려는 특성으로 인해 양의 기수 각 가속도가 발생하며, 기수 가속도, 기수 각도가 점차 증가하여 최대 기수 올림 각도가 형성되는 것을 알 수 있었다.

3) 내리흐름 유무에 따른 횡 방향 사거리의 변화는 미미하였지만, 외풍 방향 별 사거리 증가율이 다르게 나타나는 것을 밝혔다. 사거리 변화 양상의 주요 요인은 외풍 방향에 따라 로켓에 작용하는 내리흐름 영역과 강도의 변화이고 부차적 요인은 외풍과 동체와의 간섭효과와 외풍 방향에 따른 초기 로켓의 동압의 크기인 것을 알 수 있었다. 사거리 변화량이 가장 큰 후방 외풍의 경우, 5, 10, 15, 20 m/s의 외풍 속력을 변화시키며 사거리 변화 특성을 분석하였다. 특정 후방 외풍 속력 이후, 로켓의 사거리 증가율은 일정하였다. 후방 외풍 속력이 증가하여 더 넓은 후류영역이 로켓에 작용하였지만, 로켓의 전진방향 가속도로 인해 높은 전진방향 속력으로 유효받음각의 변화율이 일정하게 나타났다.

후 기

본 연구는 한국항공우주산업 ‘로터 다운위시를 고려한 헬기무장조준 알고리즘 개발 (4500004567)’ 연구과제의 일부로 수행되었으며 서울대학교 항공우주 신기술 연구소의 지원을 받아 수행된 연구입니다.

References

- 1) Lee, H., Kwon, O., Lee, B., Noh, K., "Aerodynamic Simulation of Air-Launched Missiles from a Complete Helicopter", *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 39, Dec. 2012, pp.1097~1106.
- 2) Wei, F., Gjestvang, J., "Store Separation Analysis of the Penguin Missile from the SH-2G Helicopter", *39th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, NV, U.S.A., Jan. 2001.
- 3) Gong, H., Kwak, E., Lee, S., Park, J., "Prediction of Trajectories of Projectiles Launched from Helicopters", *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 42, Mar. 2014, pp.213~220.
- 4) Ozge K., Ozan T., "Main Rotor Downwash Effect on Separation Characteristics of External Stores", *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*, Gaylord Texan Hotel & Convention Center, Grapevine, U.S.A., Jan. 2017.
- 5) Kim, T., Oh, S., Yee, K., "The Development of Rotor Analysis Solver Based on Actuator Model using Open Source CFD Code", *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Nov. 2013, pp.72~75.
- 6) Caradonna, F., Tung, C., "Experimental and Analytical Studies of a model helicopter rotor in Hover", NASA TM 81232, NASA, U.S.A., 1981.
- 7) Elliot, J. W., Althoff, S. L., and Sailey, R. H., "Inflow Measurement Made with a Laser Velocimeter on a Helicopter Model in Forward Flight- $\mu=0.23$ ", NASA TM 100542, NASA, U.S.A., 1988.
- 8) Dahlke, C. W., George, B., "Hydra 70 MK66 Aerodynamics and Roll Analysis", NASA RD SS 90-6, 1990.
- 9) Missile Guidance and Control Systems, *George M. Siouris*, 2004.
- 10) Charubhun, W., Chusilp P., "Effects of Aerodynamic Coefficient Uncertainties on Trajectory Simulation of a Short-Range Solid Propellant Free Rocket", *26th International Symposium on Ballistics*, Miami, Florida, U.S.A., Sep. 2011.
- 11) http://en.wikipedia.org/wiki/Hydra_70
- 12) Andrzej, Z., "Numerical Simulation of the Effect of Wind on the Missile Motion", *Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, Vol. 52, Dec. 2014, pp.335~344.